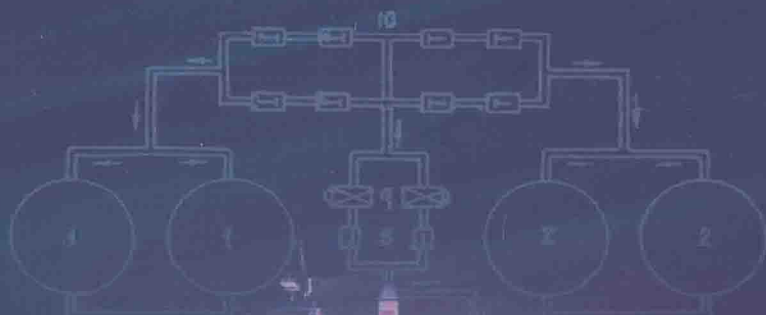




航天科技图书出版基金资助出版

航空-航天飞行器 推进增压输送系统设计

廖少英 赵金才 编著



 中国宇航出版社

航天科技图书出版基金资助出版

航空-航天飞行器 推进增压输送系统设计

廖少英 赵金才 编著



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目 (CIP) 数据

航空-航天飞行器推进增压输送系统设计/廖少英, 赵金才编著.
—北京: 中国宇航出版社, 2012. 8

ISBN 978 - 7 - 5159 - 0253 - 1

I. ①航… II. ①廖… ②赵… III. ①航空航天器—推进系统—增压系统—输送能力—设计 IV. ①V23②V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2012) 第 158071 号

责任编辑 马 航 责任校对 祝延萍 封面设计 文道思

出 版 中国宇航出版社

发 行
社 址 北京市阜成路 8 号 邮 编 100830
(010) 68768548

网 址 www.caphbook.com

经 销 新华书店

发行部 (010) 68371900 (010) 88530478 (传真)
(010) 68768541 (010) 68767294 (传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑
(010) 68371105 (010) 62529336

承 印 北京国中画印刷有限公司

版 次 2012 年 8 月第 1 版 2012 年 8 月第 1 次印刷

规 格 880 × 1230 开 本 1/32

印 张 12.5 字 数 348 千字

书 号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 0253 - 1

定 价 88.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

航天科技图书出版基金简介

航天科技图书出版基金是由中国航天科技集团公司于2007年设立的，旨在鼓励航天科技人员著书立说，不断积累和传承航天科技知识，为航天事业提供知识储备和技术支持，繁荣航天科技图书出版工作，促进航天事业又好又快地发展。基金资助项目由航天科技图书出版基金评审委员会审定，由中国宇航出版社出版。

申请出版基金资助的项目包括航天基础理论著作，航天工程技术著作，航天科技工具书，航天型号管理经验与管理思想集萃，世界航天各学科前沿技术发展译著以及有代表性的科研生产、经营管理译著，向社会公众普及航天知识、宣传航天文化的优秀读物等。出版基金每年评审1~2次，资助10~20项。

欢迎广大作者积极申请航天科技图书出版基金。可以登陆中国宇航出版社网站，点击“出版基金”专栏查询详情并下载基金申请表；也可以通过电话、信函索取申报指南和基金申请表。

网址：<http://www.caphbook.com>

电话：(010) 68767205, 68768904

前 言

半个多世纪以来，随着航天技术的迅速发展，人类开发宇宙空间的步伐已经从近地空间迈向宇宙深空。作为探索宇宙空间重要工具之一的液体火箭推进系统，已成为现代运载火箭、航天器、空间探测和星际航行最主要的推进装置，可以预见，在今后相当长的时间内，它仍将具有很强的生命力。

近十多年来，应用于跨越洲际的航空与航天领域的液体推进剂飞行器（空天飞行器）也已异军突起，它能往返于天地间、完全可重复使用，在航空—航天军事侦察方面极具潜在价值。各主要航天国家正在积极研制与发展此类飞行器。可见，液体火箭推进系统不但在航天（空间）领域飞行器具有重要的地位，在跨越洲际的航空与航天领域的飞行器也具有独特的重要地位。

航天与航空是两个飞行环境、空域特征完全不同的概念。航天是指在地球大气层以外的零重力（失重或低重力）状态下的宇宙深空环境条件下的飞行；而航空则是指在地球大气层内的地球重力与大气密度双重影响下的飞行。在大气层内，大气密度随着地球表面大气层的高度的增加而逐渐地降低，空气变得稀薄，以至于无；地球重力则随着距离地球表面的高度的增加而逐渐地减弱，以至趋于零。在此环境下，飞行器体内的液体推进剂，不仅受到地球重力变化的影响，还受到机体作用力的影响，因而反映出截然不同的特性。这就涉及飞行器火箭发动机的液体推进剂增压、连续输送的可能性与可靠性问题。如果解决方法不当，就会危及火箭发动机的正常工作，极大地影响航空—航天飞行器的可靠性。

因此，作为空天飞行器，它从大气高层跨入空间，再从空间返回

地球，其间所遭受到的飞行环境影响极其复杂，它的液体火箭推进系统必须同时适应航空空域和航天空域飞行。在此前提下，其增压输送系统必须具备相应的技术条件与保障措施，才能满足空天飞行要求。因而，空天飞行是一门特殊的新的技术领域，这就需要进行深入的理论探讨、分析、研究，并为之设计、制定可靠的技术方案与措施。

从最广泛使用的液体火箭推进系统来看，它的主要组成为：推进剂贮存、推进剂加注、推进剂分配、剩余推进剂控制、推进剂晃动抑制、推进剂增压输送、推进剂管理、推进剂排放、推进剂纵向耦合振动（POGO）抑制和推力产生装置等系统。目前，它主要广泛应用于液体运载火箭和航天飞行器上。它们所涉及的理论和专业技术领域比较广。从专业技术范畴上讲，液体火箭推进系统实际上包含着火箭发动机和推进剂增压输送系统两大部分内容，而它们涉及的专业面也不尽相同。因此，在工程设计上，其跨度也比较大，涉及导弹、火箭总体设计中有关总体推进结构、构型、增压输送与火箭发动机等专业。在火箭设计研制中，火箭发动机和增压输送系统实际上也是分别独立地在不同单位或部门进行设计。通常，在制定火箭总体方案时，火箭发动机型号已经确定，而增压输送系统方案则必须与火箭总体方案设计同时开展工作，才能使火箭总体和增压输送系统与发动机密切配合，至善圆满地完成飞行器的推进任务。现在，增压输送系统已经成为火箭和飞行器设计、运载发射中使用的几大重要子系统之一。

由于增压输送系统设计、研制所涉及的理论技术面比较广，系统十分复杂，因而是影响火箭和飞行器系统性能、安全和可靠性方面的重要课题，也是火箭、飞行器总体设计研制工作中常常碰到的实际问题。但是，有关这方面的理论研究、设计资料不仅较少而且零散，特别是对于新兴的空天两者兼容飞行方面的问题，目前尚缺乏系统的研究与论述。为此，作者在搜集国内外液体火箭和空天飞行器增压输送设计资料，以及长期从事液体火箭推进系统设计、研究与研制经验的基础上，对所积累的资料进行了整理、研究与探讨，

编写成《航空—航天飞行器推进增压输送系统设计》一书，以期成为飞行器增压输送系统设计、研究、研制方面的指南。本书可供有关科研院所的工程设计技术人员及高等院校相应专业师生参考。由于编著水平有限，如有错误之处敬请批评指正。

本书根据国内外的资料，比较全面地总结了液体火箭和航空—航天飞行器增压输送系统设计、研制、试验等经验，内容丰富详实，为液体火箭助推器、上面级火箭和航天器的主推进系统、辅助推进系统与姿态控制系统的增压输送系统的设计提供了参考；更着力于系统地论述了跨空域的航空—航天飞行器推进增压输送系统理论与设计。本书还介绍了国外推进增压输送系统的设计、研制、试验与经验实例。对从事液体火箭和航天器研究、设计、研制有较大的指导意义，为系统设计工作之指南。

在编写过程中曾考虑过应用“空天飞行器”这个新名词。20世纪80年代，随着部分可重复使用航天飞机的出现，曾经掀起了“空天飞行器”的研究热潮，它以自身动力跨越航空—航天空域往返于天地间。但因关键技术太多，后来便沉静了下来。随后，以火箭发动机为推进力，借火箭助推或由载机（飞机）携带到大气上层发射（投放）的跨越航空—航天空域的重复使用飞行器异军突起，颇具发展前景，种类也多。前后两者不一样。因此，还是决定采用“航空—航天飞行器”组合词，范围广些。

本书在编写、整理出版过程中，作者分别得到了装备技术研究院原院长常显奇教授、国防科技大学研究生院王振国教授、中国航天科技集团公司第一研究院型号总师唐一华同志的支持，还得到了中国航天科技集团公司第八研究院第八〇五研究所领导、以及周涛、吴昊、乔洋、狄文斌、姚娜、洪刚、冯淑红、张亮、杨修东、李军、石玉鹏和吴辉等同志的帮助，在此一并致谢！

作者

2011年4月16日

本书单位换算

$$1 \text{ lb (磅)} = 0.453\,592\,37 \text{ kg}$$

$$1 \text{ ft (英尺)} = 0.304\,8 \text{ m}$$

$$1 \text{ in (英寸)} = 0.025\,4 \text{ m}$$

$$1 \text{ hp (马力)} = 735.499 \text{ W}$$

$$1 \text{ lbf/ft}^2 \text{ (磅力每平方英尺)} = 47.880\,3 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ lbf/in}^2 \text{ (磅力每平方英寸)} = 6\,894.76 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ psi} = 1 \text{ lb/in}^2 = 6.894\,8 \text{ kPa}$$

$$\frac{T}{\text{K}} = \frac{5}{9} \frac{\theta}{\text{°K}}$$

$$\frac{t}{\text{°C}} = \frac{5}{9} \left(\frac{\theta}{\text{°K}} - 491.67 \right)$$

$$\frac{T}{\text{K}} = \frac{5}{9} \left(\frac{\theta}{\text{°F}} + 459.67 \right)$$

$$\frac{t}{\text{°C}} = \frac{5}{9} \left(\frac{\theta}{\text{°F}} - 32 \right)$$

目 录

第 1 章 绪 论	1
第 2 章 火箭和航天飞行器推进系统	7
2.1 火箭推进	7
2.2 推进系统	8
2.3 液体推进系统	8
2.4 增压输送系统	10
2.4.1 系统功能	10
2.4.2 系统类型	10
第 3 章 航空-航天飞行环境及其影响	13
3.1 航空-航天飞行器发展概况	13
3.1.1 一次性使用的弹道导弹、运载火箭和航天器	14
3.1.2 可重复使用航空-航天飞行器	15
3.2 航空-航天飞行环境特性	22
3.2.1 航空空域飞行	22
3.2.2 航天空域飞行	36
3.2.3 跨航空-航天空域飞行	41
3.3 航空-航天飞行器液体推进剂管理新课题	42
3.3.1 推进剂管理技术要求	43
3.3.2 推进剂管理模式	44

3.3.3 推进剂管理主要关键技术	45
第4章 液体火箭和航天器增压输送系统设计	47
4.1 总体方案系统可行性论证	47
4.1.1 初始数据	48
4.1.2 输送管路直径选择计算	48
4.2 系统方案设计	49
4.2.1 主要设计参数	50
4.2.2 系统形式选择	69
4.2.3 系统方案计算	87
4.3 系统初步设计	99
4.3.1 系统初步设计计算	99
4.3.2 增压控制系统	104
4.3.3 系统部件	126
4.4 系统技术设计与集成化	151
4.4.1 设计计算	152
4.4.2 热传递效应	152
4.4.3 质量传递效应	159
4.4.4 系统动力学	164
4.4.5 系统主要报告与图纸文件	168
第5章 航空-航天飞行器类型	169
5.1 跨大气层试验飞行器 X-15	169
5.1.1 计划与任务	169
5.1.2 推进系统	171
5.2 部分重复使用航空-航天飞行器——航天飞机	175
5.2.1 主要任务与用途	175
5.2.2 总体结构与飞行轨道	176

5.2.3 推进系统	181
5.2.4 技术特点	185
5.3 完全重复使用航空-航天飞行器——X-系列试验飞行器	187
5.3.1 X-33 飞行器	187
5.3.2 X-34 飞行器	191
5.3.3 X-37 飞行器	196
5.3.4 X-37B 飞行器	203
5.4 高超声速跳跃航空-航天飞行器——Demo 方案飞行器	211
5.4.1 飞行轨道	211
5.4.2 Demo 飞行器方案	214
5.5 亚轨道载人航空-航天飞行器——太空船系列	217
5.5.1 亚轨道载人飞行发展前景	217
5.5.2 太空船一号	218
5.5.3 太空船二号	222
第 6 章 航空-航天飞行器推进增压输送系统设计	225
6.1 航空-航天飞行器 X-34 主推进系统	225
6.1.1 系统设计和功能要求	226
6.1.2 系统组成	227
6.1.3 系统布局与流动原理	228
6.2 推进系统	230
6.2.1 增压输送系统	230
6.2.2 姿态控制系统	261
6.2.3 主发动机系统	269
6.3 推进系统综合和测试	272
6.3.1 安全/泄漏、功能试验	273
6.3.2 流体装载和排放试验	273

6.3.3	推进剂冷流试验	273
6.3.4	静态热试车测试	274
6.4	系统集成化	274
6.4.1	安全与任务确保	275
6.4.2	操作性	276
6.4.3	系统分析	276
第7章	推进子系统评估分析与优化	280
7.1	增压系统方案比较研究	281
7.1.1	系统方案设计	281
7.1.2	二次故障容错能力	284
7.1.3	排气阀响应时间	286
7.1.4	稳态流排气阀操作	288
7.1.5	最终确定减压器系统设计方案	288
7.2	增压系统瞬态分析	290
7.2.1	设计要求	290
7.2.2	分析评估	292
7.3	气动和吹除系统分析	298
7.4	氦气瓶充填分析	302
7.5	输送/排放/排气系统方案分析	303
7.5.1	推进剂箱布局与分隔舱化设计	304
7.5.2	输送/排放系统初步方案	305
7.5.3	液氧输送/排放系统布局修正	306
7.5.4	煤油输送/排放系统布局修正	307
7.5.5	分析分类研究	308
7.5.6	推进剂箱排气/安全系统分析	310
7.5.7	推进剂输送排放/排气系统最终设计布局	312
7.6	输送系统流体动力分析	312

7.6.1 投放过程推进剂箱气/液运动	312
7.6.2 推进剂输送末期液面塌陷	318
7.7 液氧排放系统出口节流圈	322
7.7.1 节流圈性能仿真	323
7.7.2 节流圈流量系数确定	323
7.7.3 液氧排放系统仿真	324
第8章 主推进系统液体推进剂管理	326
8.1 重力场与低重力状态下飞行推进剂综合管理设计	328
8.1.1 设计特点	328
8.1.2 结构形式	328
8.2 液氧箱的预冷和加注分析	329
8.3 液氧箱绝热和蒸发分析	332
8.4 贮箱排气/泄压系统	334
8.4.1 液氧排气系统性能	334
8.4.2 煤油排气系统性能	336
8.5 推进剂管理分析	336
8.5.1 液氧管理分析	336
8.5.2 飞行器投放煤油温度分析	341
8.6 推进剂排放系统仿真	343
8.6.1 液氧排放系统模型	343
8.6.2 煤油排放系统模型	344
8.6.3 瞬态排放仿真	345
第9章 推进系统组件	347
9.1 推进系统组件设计特点	347
9.2 主推进剂箱	348
9.3 推进剂管理阀门	349

9.4	加注、输送、排气和排放管路	351
9.5	气动阀	352
9.6	增压和气动系统	355
9.7	气瓶	355
9.8	电磁阀和自锁电磁阀	356
9.9	温度传感器	359
第 10 章 低成本推进技术——FASTRAC 发动机和推进系统测试		
	平台	362
10.1	60 K Fastrac 发动机	362
10.1.1	发动机系统	364
10.1.2	主喷注器	366
10.1.3	燃烧室喷管	367
10.1.4	涡轮系组	368
10.1.5	气体发生器	369
10.1.6	点火系统	370
10.1.7	推进剂分配	370
10.1.8	气动系统	371
10.1.9	仪器和控制系统	371
10.2	推进系统测试平台	371
10.2.1	设计原则	371
10.2.2	设计要求	372
10.2.3	测试内容	373
10.2.4	测试平台组成	374
	参考文献	384

第 1 章 绪 论

液体火箭和航空-航天飞行器的增压输送系统的主要功能是，控制推进剂箱里气枕压力，按规定的流量、压力将推进剂输送到发动机泵或燃烧室，它是连接贮箱、发动机及地面设备的增压和输送系统的综合。增压输送系统的主要作用是确保发动机启动及飞行过程中所需要的推进剂流量和最低压力要求；维持火箭薄壁贮箱所需的内压承载要求，以保证足够的结构强度和刚度；提供推进系统加注、排泄、增压和排气/安全装置。

火箭与飞行器总体设计中有关推进部分不仅涉及推进剂贮存、加注、分配、剩余控制、晃动抑制、纵向耦合振动（POGO）分析与消除，还涉及剩余推进剂排放、总体推进结构、构型布局等，其目的是使增压输送系统和火箭发动机能够在良好的增压输送环境中工作，稳定地完成推进工作任务。

20 世纪 70 年代，美国对十几年来发射的上千枚中远程导弹和运载火箭进行了统计，结果显示，由于发动机系统故障引起的飞行失败占 22%，而增压输送系统故障引起的飞行失败占 28%，为各系统之首。可见，增压输送系统是火箭和飞行器设计中一个很重要的环节，直接影响火箭和飞行器的飞行与可靠性。因此，在设计中增压输送系统占有相当重要的地位。

运载火箭和航空-航天飞行器是由众多系统集成成的、十分复杂的综合体，其零、组件达几十万件。因此，运载火箭与航空-航天飞行器的设计是非常严密的，应尽可能选择简单、工作可靠、质量轻、又具有一定先进性的增压输送系统。

随着运载火箭和航空-航天飞行器的发展，先进火箭发动机的使用，加上航空-航天飞行任务要求的先进性、多样性和特殊性，这些

都对增压输送系统提出了更严格、更高的技术要求，主要有：

1) 由于高能低温推进剂液氢/液氧的应用，使得增压输送系统设计中必须考虑可变的增压方案，以充分利用飞行中低温推进剂因温度成层所产生的自生增压部分，减少增压用气量和推进剂蒸发损失。

2) 为支撑内压设计的硬壳式和共底贮箱结构的应用，要求设计出系统中能精确控制气枕压力的精确增压系统。

3) 增压气体溶入推进剂、气体渗透性、低重力或失重状态下空间飞行的推进剂管理，大气层重力场状态下高速机动飞行的推进剂管理、增压输送等问题，都涉及许多新材料和新技术。

4) 既能在大气层高速机动飞行，又能适应空间飞行的航空-航天特殊飞行需求的推进剂管理新课题。

5) 航空-航天飞行中多次启动任务，在大气高层与低重力或失重状态下长时间滑行后再启动增压所带来的新问题。

6) 为防止上面级火箭空间爆炸解体，减少空间碎片增长，要求将上面级剩余推进剂排放；月球飞行器的运载器分离后也要将剩余推进剂排放，以及航空-航天飞行器返回着陆前，为安全必须将推进剂箱剩余推进剂排放掉。这些都涉及空间、环月轨道和大气层环境下飞行器推进剂排放的新课题。

为解决这一系列新技术问题，以及其他的设计问题，并使增压输送系统发展成为与相应飞行器配套的增压输送设计方案和类型系统，就要根据导弹、运载火箭和飞行器的总体方案特性及技术水平等具体情况而确定……。世界各国运载火箭和航空-航天飞行器增压输送系统的主要类型与性能如表 1-1 所示。

随着大型运载火箭和航天器的发展，一种新的推进剂交叉输送技术应运而生。这种新技术有利于大型火箭和航天器的总体布局，降低轴向过载和起飞推重比，其总体性能适宜于捆绑式运载火箭和航天飞机。美国宇宙神运载火箭、土星 V 的 S-II 级、航天飞机和欧空局阿里安 IV 运载火箭就采用交叉输送技术。

表 1-1 世界各国运载火箭和航天器增压输送系统的主要类型与性能

国别	型号	级别	系统形式	贮箱/m	推进剂	输送方式	增压气体	增压方式
美	德尔它 II 7925	1	自生/N ₂ 增压	2.44	液氧/ RP-1	泵压式	O ₂ /N ₂	定流量
		2	He 增压		N ₂ O ₄ / 混肼-50	挤压式	He	定流量
	宇宙神	0	冷氮加温	共底 贮箱	液氧/ RP-1 (煤油)	泵压式/ 交叉输送	He	定流量
		1	冷氮加温/ 常温					
	大力神	1	自生/燃气 增压		N ₂ O ₄ / 混肼-50	泵压式	N ₂ O ₄ / 燃气	定流量
		2	多变膨胀/ 燃气增压		N ₂ O ₄ / 混肼-50	泵压式	He/燃气	
国	土星 V	1	自生/He 增压	10.1	液氧/ RP-1	泵压式	He, O ₂ / H ₂	定流量
		2	自生增压	10.1	液氧/液氢	泵压式	O ₂ /H ₂	定流量
		3	冷氮加温/ 自生增压	6.6		泵压式	He, O ₂ / H ₂	定流量
	航天飞机	2	自生增压		液氧/液氢	泵压式	O ₂ /H ₂	定流量
	X-15 飞行器	2	常温氮气 增压		液氧/ NH ₃	泵压式	冷 He	定流量
	X-34 飞行器	2	自生增压		液氧/煤油	泵压式	O ₂ /He	定流量
	苏 联 / 俄 罗 斯	卫星号	1	超临界氮	3.00	液氧/ RP-1	泵压式	N ₂
2			汽化增压	2.95		泵压式	定流量	
东方号		1	超临界氮	3.00	液氧/ RP-1 (煤油)	泵压式	N ₂	定流量
		2	汽化增压	2.95		泵压式	N ₂	定流量
		3	自生/燃化	2.58	泵压式	O ₂ /冷燃气	定流量	
天顶号		1	冷氮加温	3.90	液氧/ RG-1	泵压式	He	定流量
		2	冷氮加温	3.90		泵压式		定流量
		3		3.70	(煤油)	泵压式		定流量
能源号		1	冷氮加温 增压	3.90	液氧/ RG-1	泵压式	He	定流量
		2	冷氮加温/ 自生增压	8.00	液氧/ 液氢	挤压式	He/H ₂	定流量